

## **ВЕРИФИКАЦИЯ ЗАДАЧИ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ТЕЧЕНИЯ ВОЗДУХА В ОСЕВОЙ КОМПРЕССОРНОЙ СТУПЕНИ**

**О.В. Комаров, В.А. Седунин, В.Л. Блинов, С.А. Серков**

Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б.Н. Ельцина, г. Екатеринбург, Российская Федерация  
e-mail: lerr@bk.ru; vithomukyn@mail.ru; serkov.s.a@mail.ru

*Приведены результаты верификации расчетной модели в программном комплексе ANSYS CFX на основе экспериментальных данных осевой модельной ступени K-50-1. Выполнен анализ полученных данных при расчете с использованием различных моделей турбулентности и различной размерностью расчетной области. Проведено сравнение расчетных и экспериментальных данных. Описан способ разбиения расчетной области на конечные элементы. Приведены рекомендации по использованию исследованных моделей турбулентности и количества ячеек расчетной области при расчете осевых ступеней.*

**Ключевые слова:** количество ячеек расчетной области, осевой компрессор, CFD-анализ, экспериментальное исследование, аэродинамическое совершенствование, профиль пера лопатки.

## **VERIFICATION OF NUMERICAL SIMULATION OF AIR FLOW IN AXIAL COMPRESSOR STAGE**

**O.V. Komarov, V.A. Sedunin, V.L. Blinov, S.A. Serkov**

Ural Federal University n.a. the first president of the Russian Federation B.N. Eltzin, Ekaterinburg, Russian Federation  
e-mail: lerr@bk.ru; vithomukyn@mail.ru; serkov.s.a@mail.ru

*The paper presents the results of computational model verification in the ANSYS CFX program complex based on the obtained experimental data of K-50-1 axial compressor stage. The obtained data is analyzed while computing it with the help of different turbulence models and various mesh sizes of the computational domain. The computational and experimental data are compared with each other. The method of computational domain fragmentation into finite elements is described. The authors give recommendations for implementing both the analyzed turbulence models and the mesh sizes of the computational domain for computing axial compressor stages.*

**Keywords:** mesh sizes of computational domain, axial flow compressor, CFD calculations, experimental study, aerodynamic performance, compressor blade airfoil.

Развитие расчетных методов анализа потока в турбомашинах на базе быстродействующих ЭВМ позволяет при проектировании компрессора моделировать различные явления в его проточной части, оптимизировать конструкцию, ускоряя процесс доводки и сокращая затраты на получение дорогостоящих экспериментальных данных [1]. В настоящее время существует достаточно широкий выбор соответствующих программных комплексов (ПК): ANSYS CFX, Numeca FINE

Turbo и др. Однако основной проблемой использования CFD-пакетов при проектировании компрессора остается точность моделирования процессов.

Для получения точных результатов картин течения потока в осевом компрессоре необходимо провести верификацию получаемых данных на моделях, подвергшихся опытным (натурным) испытаниям.

**Цель работы.** Для исследования течения потока в компрессоре использован вычислительный комплекс ANSYS CFX, в основе которого лежат осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье – Стокса. Цель проведения данного исследования заключается в проверке следующих условий.

1. Зависимость точности результатов от размера конечных элементов расчетной модели.
2. Зависимость полученных результатов от выбора модели турбулентности.

**Объект исследования.** Для сравнения опытных и расчетных данных была выбрана модельная ступень компрессора К-50-1 (рис.1). Данная ступень построена по закону  $H_{ст} = \text{const}$  со степенью реактивности  $\rho = 0,5$  [2]. По координатам, которые даны в атласе исходных профилей, построена геометрия расчетной ступени. В пояснениях к атласу приведены все граничные условия ступени (табл. 1), геометрические параметры проточной части (табл. 2), а также графики (рис. 2–4) для верификации. Согласно руководству к атласу, все параметры определялись в тех же расчетных сечениях, что и при опытных испытаниях, кроме расхода воздуха  $G$ . В пояснении к атласу не сказано про место, где проводился замер. В связи с этим принято решение проводить замер на входе в компрессор перед входным направляющим аппаратом (ВНА) на расстоянии  $0,75$  от хорды  $b$ .

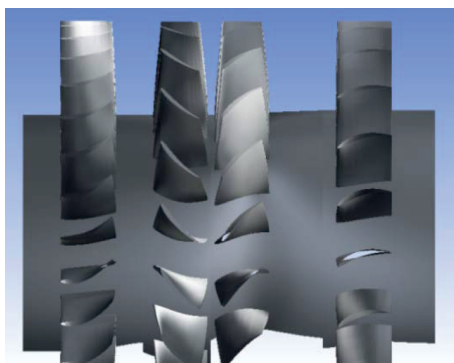


Рис. 1. Ступень К-50-1

Таблица 1

Граничные условия модельной ступени

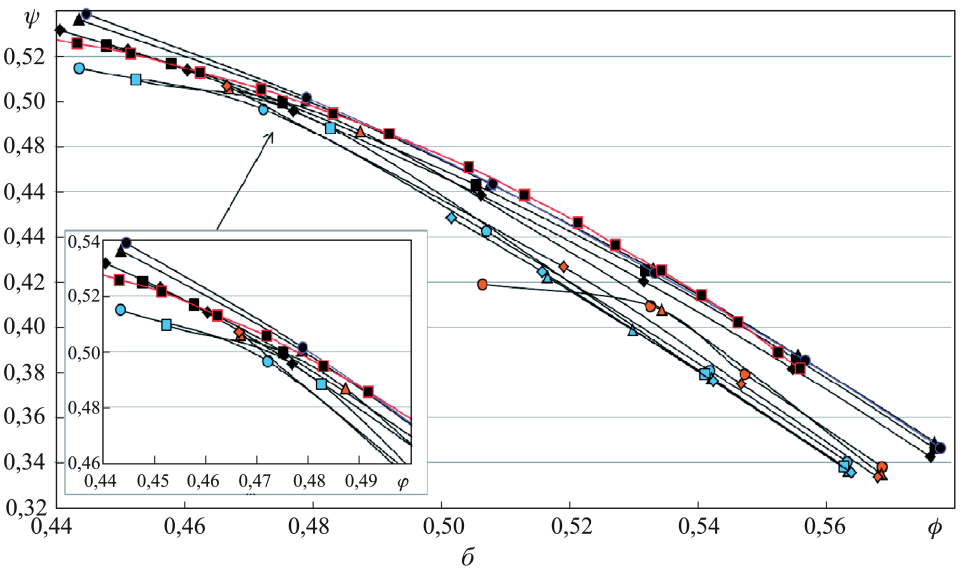
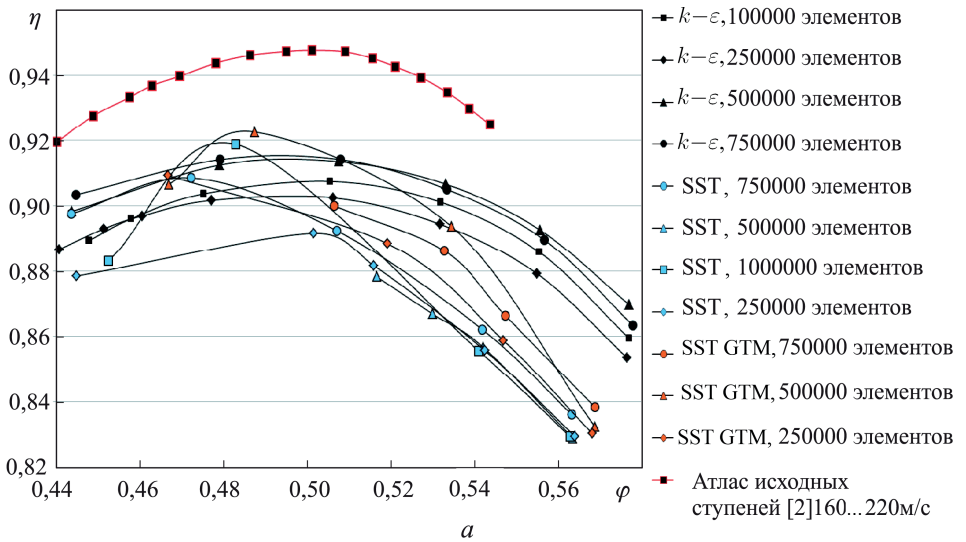
Наименование параметра	Обозначение	Размерность	Значение
Температура на входе	$T_3$	°С	295
Полное давление перед ступенью	$P_{1п}$	Па	101–325
Окружная скорость	$U_H$	м/с	220

Геометрические параметры проточной части модельной ступени

Элементы проточной части	Обозначение	Размерность	ВНА	ПК	ПНА	СА
Наружный диаметр	$D_n$	мм	250	250	250	250
Внутренний диаметр	$D_{вн}$	мм	150	150	154,6	154,6
Втулочное отношение	$D_{вт}$	–	0,6	0,6	0,6	0,6
Длина лопатки на входе	$L$	мм	49,75	49,75	49,75	49,75
Хорда лопатки	$b$	мм	30	30	30	30
Число лопаток	$z$	шт	34	22	22	24
Средняя относительная длина лопатки	$A$	–	1,63	1,63	1,63	1,63
Относительный шаг на наружном диаметре	$t \setminus b$	–	0,77	1,19	1,19	1,09
Относительный радиальный зазор	$S_{r-}$	%	0,51	0,51	0,51	0,51
Относительный осевой зазор	$S_{z-}$	–	0,24	0,24	0,24	0,24

**Расчетная модель.** В результате исследования плоских решеток [3] в ANSYS CFX было установлено, что для получения удовлетворительных результатов расчетов необходимо уделить основное внимание ( $k-\varepsilon$ )- и SST-моделям (Shear Stress Transport – SST), подробнее о которых написано в [4]. Количество ячеек расчетной сетки изменялось в широком диапазоне для поддержания значения параметра  $y^+$  в пределах от 0,1 до 100 в зависимости от используемой модели турбулентности. Так, например, при использовании высокорейнольдсовой ( $k-\varepsilon$ )-модели параметр  $y^+$  может лежать в пределах от 15 до 150, тогда как для низкорейнольдсовой SST-модели – не более 2. Для получения значения  $y^+$ , которое удовлетворит выбранной модели турбулентности, необходимо обеспечить минимальное число ошибок расчетной области по следующим параметрам:

- минимальный объем (minimum volume) – минимальный объем ячейки;
- контроль наличия отрицательных объемов, которые могут появиться из-за ошибок округления координат узлов;
- данный параметр должен быть неотрицательным;
- минимальный/максимальный угол ячейки (minimum\maximum-faceangle) – максимальный плоский угол для всех поверхностей ячеек, которые сходятся в узле;
- мера скошенности ячеек (165/минимальный плоский угол для всех поверхностей ячеек, которые сходятся в узле (15));
- отношение длин ребер (maximum edgelenngthratio) – допустимое превышение (более 100 единиц).



**Рис. 2. Обобщенные результаты исследования ступени К-50-1 в координатах  $\eta$ - $\varphi$  (а) и  $\psi$ - $\varphi$  (б)**

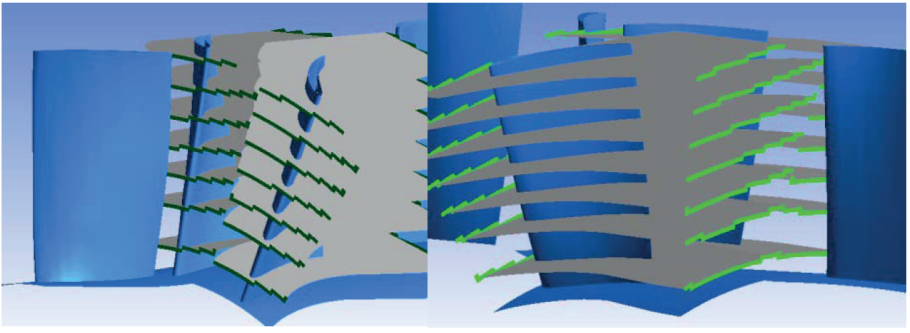
В руководстве к атласу приведены следующие параметры с формулами для расчета сравнительных характеристик:

$$\psi = \frac{H_{ад} \cdot 2}{U_n^2} \quad (1)$$

— коэффициент напора, где  $H_{ад}$  — адиабатический напор ступени;  $U_n$  — окружная скорость на радиусе с втулочным отношением  $U_{r=-1}$ ;

$$\varphi = \frac{G}{\gamma_{1п} F_1 U_n} \quad (2)$$

— коэффициент расхода, где  $G$  — расход воздуха в контрольном сече-



**Рис. 3. Контрольные сечения для снятия характеристик на выходе из РК (слева) и ПНА (справа)**

нии перед рабочей лопаткой;  $\gamma_{1п}$  — плотность;  $F_1$  — площадь в расчетных сечениях;

$$\eta_{ад} = \frac{GH_{ад}}{1,02N_n} \quad (3)$$

— адиабатический коэффициент полезного действия, где  $N_n$  — мощность, потребляемая компрессором;

$$\gamma_{1п} = \frac{P_{1п}}{RT_{1п}} \quad (4)$$

— плотность, где  $P_{1п}$  — полное давление перед рабочим колесом (РК);  $T_{1п}$  — полная температура перед рабочим колесом;  $R$  — газовая постоянная;

$$H_{ад.п} = \frac{k}{k-1} RT_1 \left[ \left( \frac{P_3}{P_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] + \frac{C_3^2 - C_1^2}{2} \quad (5)$$

— адиабатический напор ступени, где  $\kappa$  — коэффициент адиабаты;  $T_1$  — статическая температура перед РК;  $P_1$ ,  $P_3$  и  $C_1$ ,  $C_3$  — статическое давление и абсолютная скорость перед РК и за поворотным направляющим аппаратом (ПНА) соответственно.

Сравнение опытных и расчетных показаний выполнялось по графикам с координатами  $\eta_{ад} - \varphi$  и  $\psi - \varphi$  (см. рис. 2). На основании данных графиков построены характеристики.

Все характеристики снимались с расчетного сечения перед РК и за ПНА на относительном радиусе  $r = 0,8$ . Так же по углам выхода потока из РК (рис. 4, а) и ПНА (рис. 4, б) построена сравнительная характеристика. Согласно описанию данной ступени, оптимальная окружная скорость  $U_n = 220$  м/с, что соответствует частоте вращения РК со скоростью  $n = 16\,807$  об/мин.

Анализ результатов сопоставления экспериментальных и расчетных данных выполнен на основе характеристик, приведенных в атласе исходных ступеней. Характеристики ступеней из атласа [2] и полное описание к ним также даны в книге [5].

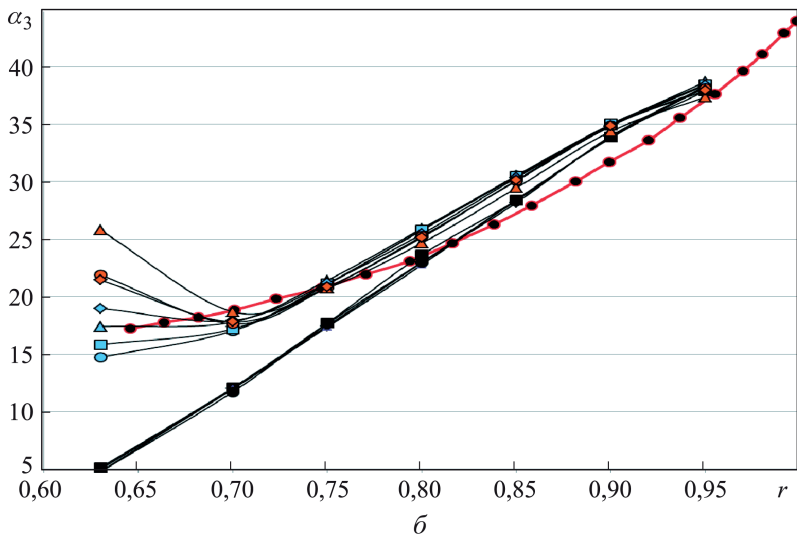
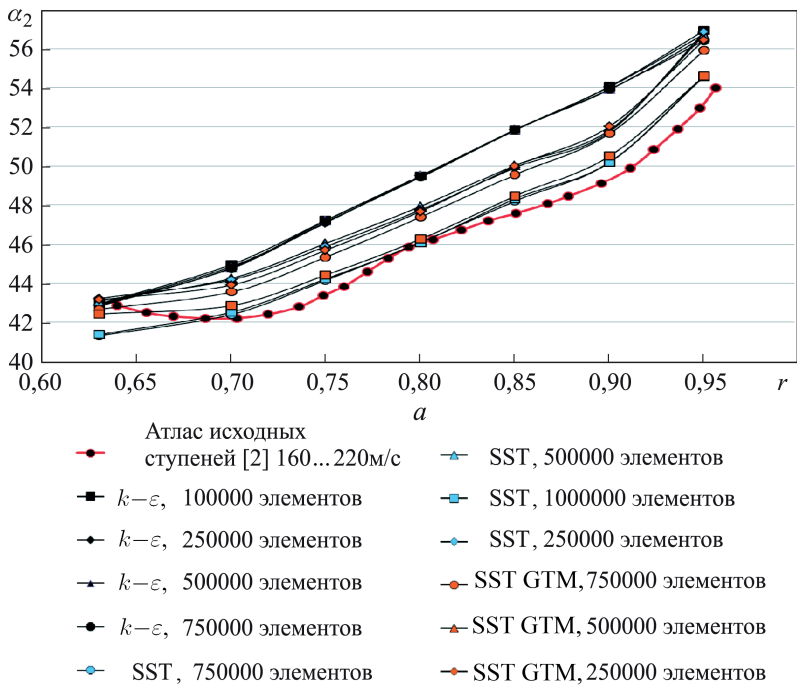


Рис. 4. Характеристики выходного угла из РК (а) и ПНА (б)

Поскольку все координаты профилей лопаток взяты из атласа исходных ступеней ЦКТИ [2], то и сопоставление экспериментальных и расчетных данных проводилось на основе значений из атласа.

Верификация программного комплекса ANSYS CFX выполнялась на персональном компьютере с оперативной памятью 8 Гб, частотой процессора 1800 МГц и числом физических ядер 2.

**Построение сеточной модели.** Для расчета ступени на заданных моделях турбулентности был выбран метод топологии сетки каждого

домена Traditional with Control Points H/J/C/L-Grid с областью O-Grid, для которой Width Factor равен 0,4. Главным условием выбора количества ячеек является условие обеспечения удовлетворительного параметра  $y^+$  для каждой модели турбулентности. Для получения результатов были заданы следующие варианты разбиения одного домена модели на конечные элементы: 100 000, 250 000, 500 000, 750 000 и 1 000 000 ячеек.

**Задание граничных условий в CFX.** Граничными условиями расчета являются параметры, установленные в табл. 2. Используемый тип осреднения на границах расчетной области между соседними венцами — “Stage”. Рабочие лопатки вращаются вдоль оси  $Z$  против часовой стрелки.

Как следует из пояснения к атласу испытаний, обработка лопаток проводилась не ниже 8 класса точности, что соответствует шероховатости 3,2 мкм. Поскольку в рекомендациях к атласу исходных профилей не указаны условия течения вблизи поверхностей меридиональных обводов, то на поверхностях периферийной, втулочной и профильной частей лопаток задано условие No slip wall. В результате оценочных расчетов данной ступени установлено, что уровень сходимости, при котором полученные результаты будут удовлетворять решению, установился на отметке  $10^{-5}$ , что достигается за 300 итераций (максимальное число).

**Анализ результатов расчета.** Далее приведен анализ результатов различных моделей турбулентности и размерности расчетной области для выбора оптимальной конфигурации модели и последующего использования ее при исследовании и оптимизации ступеней осевых компрессоров.

В результате расчетов заданных конфигураций моделей построены характеристики ступени в координатах  $\eta-\varphi$  и  $\psi-\varphi$ , а также характеристики углов выхода из РК и ПНА, которые приведены на рис. 4.

**Анализ графика  $\eta_{ад} - \varphi$ .** Все анализы результатов по ступени К-50-1 в этом разделе будут сделаны для графика  $\eta_{ад} - \varphi$  (см. рис. 2, а). При визуальном анализе графиков на рис. 2 стоит обратить внимание на различие характеристик из книги [5] и атласа [2].

**Модель турбулентности  $k-\varepsilon$ .** Использование модели турбулентности  $k-\varepsilon$  позволило получить более пологую (по сравнению с экспериментальной) характеристику ступени в координатах  $\eta-\varphi$  (см. рис. 2, а) независимо от количества ячеек. Погрешность полученных результатов на концевых участках характеристики составила  $\sigma = 0,46 \dots 3,38\%$ , а в средней части  $\sigma = 2,95 \dots 4,86\%$ .

Как видно на рис. 2, а, использование сетки размером 250 000 элементов позволило получить характеристику режима немного шире, чем на всех остальных сетках. При увеличении количества ячеек до

500 000 результаты расчетов становятся ближе к экспериментальной характеристике ступени на 1...1,5%. Дальнейшее увеличение количества ячеек не дает значительного повышения точности, при этом время расчета существенно увеличивается. На основании этого можно сделать вывод, что использование сетки с количеством элементов более 500 000 на венец нецелесообразно при расчете на  $(k-\varepsilon)$ -модели.

Время расчета одной характеристики ступени занимает  $\sim 25$  мин при 100 000 ячеек. Последующее уменьшение размера ячеек увеличивает на 30% время расчета.

*Модель турбулентности SST.* Для моделирования более сложного турбулентного течения можно использовать низкорейнольдсовую SST-модель турбулентности. Такая модель дает более крутые характеристики относительно  $(k-\varepsilon)$ -модели (см. рис. 2, а). По сравнению с  $(k-\varepsilon)$ -моделью сходимость расчета SST-модели ухудшается и идет скачкообразно, а не по плавно убывающей кривой. Максимальное статическое давление на выходе из ступени  $p_2 = 10^4$  кПа, что соответствует полному давлению на выходе 115 кПа. При таком же полном давлении за ступенью, как и у  $(k-\varepsilon)$ -модели, статическое давление ниже, что объясняется увеличением динамического напора.

При использовании SST-модели необходимо обеспечить параметр  $y^+ < 2$ . При больших размерах сетки обеспечение всех условий, которые бы не выходили за пределы разрешенных ошибок, является сложной задачей.

Из всего диапазона исследуемых размерностей сетки наиболее близкий с экспериментом результат дает модель с 1 000 000 ячеек на венец. При такой сетке можно обеспечить наилучшее качество сетки. Погрешность полученных результатов на концевых участках характеристики с 1 000 000 ячеек (см. рис. 2, а) составила  $\sigma = 4,83 \dots 7\%$ , а в средней части  $\sigma = 2,33 \dots 5,89\%$ . Для остальных характеристик на данной модели погрешность результатов расчета по всему диапазону не превышает 7%. Время расчета одной ветви характеристики SST-модели с 1 000 000 ячеек составляет  $\sim 1,5$  ч.

По результатам данного расчета для SST-модели рекомендуется задание количества ячеек для одного домена не менее 1 000 000. Это позволяет обеспечить уровень ошибок в сетке в пределах допустимого.

*Модель турбулентности SST с пристеночной функцией Gamma Theta Model (GTM).* С целью более точного учета течения в пограничном слое выбрана модель турбулентности SST GTM. Таким образом, для получения удовлетворительных результатов необходимо установить параметр  $y^+ < 5$ .

Обеспечение этого условия является труднодостижимым при малом числе ячеек, поэтому расчет на сетке 250 000 элементов проводился при  $y^+ > 5$  лишь с целью проверить получаемые результаты.



Погрешность полученных результатов на концевых участках характеристики (см. рис. 2, *a*) составила  $\sigma = 2,67 \dots 6,62 \%$ , а в средней части  $\sigma = 2,53 \dots 5,73 \%$ .

Из рис. 2, *a* следует, что характеристики ступени, рассчитанной по (SST GTM)-модели и числом ячеек 250 000 и 500 000 имеют более продолжительные линии в области высоких давлений по сравнению с моделью ступени с 750 000 элементов.

Зависимость КПД от расхода воздуха видна из формулы (3). Для этой модели время расчета одной линии режима длится от 2 ч на максимальном количестве ячеек 750 000.

**Анализ графика  $\psi - \varphi$ .** Для более точной верификации исследуемых конфигураций расчетных моделей использовался график  $\psi - \varphi$  (см. рис. 2, *b*). Из этого графика следует, что все линии режимов располагаются вблизи экспериментальной характеристики.

*Модель турбулентности  $k - \varepsilon$ .* Характеристики ступени с  $(k - \varepsilon)$ -моделью находятся выше экспериментальной и наименьшее расхождение результатов наблюдается в средней части графика. С увеличением количества ячеек линии режимов отдаляются от экспериментальной характеристики. При достижении 500 000 ячеек на венец дальнейшего смещения характеристики не происходит. Расхождение результатов расчетов с  $(k - \varepsilon)$ -моделью и экспериментальных данных на концевых участках характеристики можно объяснить поздним определением срывных течений при такой постановке.

*Модель турбулентности SST.* Для такой модели турбулентности можно сделать вывод, что при количестве ячеек до 500 000 получить удовлетворительные результаты не представляется возможным, так как при большом размере ячеек вблизи поверхности лопатки невозможно выполнить требования качества сетки.

На рис. 2, *b* характеристики ступеней при использовании модели SST с 750 000 и 1 000 000 ячеек практически накладываются друг на друга и располагаются ниже экспериментальной характеристики. В отличие от  $(k - \varepsilon)$ -модели SST-модель более точно описывает характеристику течения на концевых участках изодромы. Из рис. 2, *b* следует, что вблизи концевых участков линия имеет более изогнутый характер, который повторяет изгиб экспериментальной характеристики.

*Модель турбулентности SST GTM.* На рис. 2, *b* видно, что до 500 000 элементов получить удовлетворительные результаты не представляется возможным, с 500 000 элементов линия рабочего режима наиболее приближена к экспериментальной характеристике и повторяет ее характер на концевых областях графика. Характеристика с 750 000 ячеек дает результаты, которые имеют большее расхождение с экспериментальными, чем характеристика с 500 000 ячеек. Это связано с возросшими ошибками в сетке на входных и выходных кромках профиля лопаток.

В работе [6] говорится, что максимальное значение КПД на рис. 2, *a* немного завышено. Это может быть связано с неточностями в определении расхода и мощности приводного двигателя, которые повлияли на расчет КПД по формуле (3).

Таблица 3

**Расхождение расчетных и экспериментальных данных, полученных при анализе рис. 2 и 3**

Количество ячеек	Расхождение	Модели турбулентности		
		$k-\varepsilon$	SST	SST GTM
250 000 ... ... 1 000 000	Концевые участки кривой	0,46... 3,38 %	$\sigma = 4,83 \dots 7 \%$	$\sigma = 2,67 \dots 6,62 \%$
	Средние участки кривой	2,95... 4,86 %	$\sigma = 2,33 \dots 5,89 \%$	$\sigma = 2,53 \dots 5,73 \%$

**Анализ углов выхода из РК и ПНА.** Анализ выходных углов позволяет проверить точность результатов, получаемых на отдельно выбранных сечениях без осреднения на выходе, а также сделать вывод о точности определения скоростей и их составляющих.

Для анализа углов были построены специальные сечения на входе и выходе из домена ПНА (см. рис. 3). Для получения данных замеры углов из РК проводились на входе в домен ПНА.

На рис. 4, *a* приведены сравнительные характеристики экспериментальных и расчетных значений углов выхода из РК для каждой модели турбулентности с выбранным количеством ячеек расчетной области. Во внимание не принимались значения выходных углов вблизи меридиональных обводов, так как в этих местах происходит нарастание пограничного слоя, что не позволяет сделать объективные выводы.

Результаты сравнивались на режиме работы ступени  $\Phi = 0,53$ . Из рис. 4, *a* следует, что характер распределения угла выхода потока из РК по высоте не укладывается в прямую линию. Таким образом, качество расчетной модели отчасти проявляется в том, насколько характер расчетного распределения будет совпадать с экспериментальным по всей высоте канала.

*Модель турбулентности  $k-\varepsilon$ .* Распределение угла выхода из РК по высоте для характеристики, рассчитанной на  $(k-\varepsilon)$ -модели турбулентности с любым количеством ячеек из выбранного диапазона, выражается прямой линией, что не соответствует характеру экспериментальной кривой. Более того, можно сказать, что все линии накладываются друг на друга и полученные значения мало зависят от количества ячеек. Расхождение экспериментальных и расчетных значений углов (см. рис. 4, *a*) для  $(k-\varepsilon)$ -модели в корневой и периферийной частях составляет  $\sigma = 4,12 \dots 5,44 \%$ , а в средней части выхода из

рабочей лопатки  $\sigma = 5,3 \dots 5,77\%$ . Таким образом, при  $(k-\varepsilon)$ -модели турбулентности получено расхождение до  $2^\circ \dots 4^\circ$ .

*Модель турбулентности SST.* Наилучшее повторение характера распределения углов выхода из РК показывает расчет с использованием низкорейнольдсовой SST-модели турбулентности. В данной модели прослеживается зависимость полученных результатов от количества ячеек расчетной области. Стоит обратить внимание на характеристики SST-модели с количеством ячеек 500 000 и 1 000 000. Данные характеристики наиболее приближены к экспериментальной из всего диапазона исследуемых вариантов. Как было отмечено ранее, учет углов вблизи меридиональных обводов не принимался во внимание при проведении анализа результатов. Расхождение экспериментальных и расчетных значений углов (см. рис. 4, а) составляет в корневой и периферийной частях  $\sigma = 2,7 \dots 3,52\%$ , а в средней части  $\sigma = 1,3 \dots 2,35\%$ . В заключение о данной модели можно сказать, что отклонение при определении углов составляет  $1^\circ \dots 2^\circ$  для расчета с наибольшим количеством ячеек.

*Модель турбулентности SST GTM.* Из всех вариантов сеток, более точные результаты получены при 500 000 ячеек. Это связано с минимизацией ошибок расчетной сетки, а в частности, с уменьшением ошибок вдоль профиля лопатки. Неточность настройки сетки приводит к ошибке определения угла выхода на  $2^\circ \dots 3^\circ$ .

При определении углов выхода потока из ПНА имеется сложность, так как контрольное сечение расположено на расстоянии 1,5 хорды ПНА и возрастает влияние закрутки потока в канале. Из-за этого возможно небольшое расхождение между значениями реального выходного угла из ПНА и измеряемого угла. Методика определения угла из ПНА аналогична определению угла выхода из РК. Характер кривой выходных углов из ПНА можно представить монотонно убывающей кривой.

Таблица 4

**Расхождение расчетных и экспериментальных данных, полученных при анализе рис. 4, а**

Количество ячеек	Расхождение	Модели турбулентности		
		$k-\varepsilon$	SST	SST GTM
250 000 ... ... 1 000 000	Концевые участки кривой	$\sigma = 4,12 \dots 5,44\%$	$\sigma = 2,7 \dots 3,52\%$	
	Средние участки кривой	$\sigma = 5,3 \dots 5,77\%$	$\sigma = 1,3 \dots 2,35\%$	

Так же, как и за РК, распределение углов потока на выходе из ПНА (см. рис. 4, б) для  $(k-\varepsilon)$ -модели носит линейный характер, тогда

как распределение углов по результатам измерений является криволинейным. Расхождение в значениях углов для корневой и периферийной частей составляет  $\sigma = 3,7 \dots 38,8\%$ , а для средней части  $\sigma = 8,8 \dots 16,6\%$ . Для SST-модели и для (SST GTM)-модели характеристики выходных углов из ПНА накладываются практически друг на друга и образуют одну линию. Как и в случае с  $(k-\varepsilon)$ -моделью форма кривой не зависит от количества ячеек. Для этих двух моделей погрешность результатов составляет в корневой и периферийной частях  $\sigma = 7,4 \dots 8,6\%$ , а в средней части  $\sigma = 0,5 \dots 20,4\%$ .

Таблица 5

**Расхождение расчетных и экспериментальных данных, полученных при анализе рис. 4, б**

Количество ячеек	Расхождение	Модели турбулентности		
		$k-\varepsilon$	SST	SST GTM
250 000 ... ... 1 000 000	Концевые участки кривой	$\sigma = 3,7 \dots 38,8\%$	$\sigma = 7,4 \dots 8,6\%$	
	Средние участки кривой	$\sigma = 8,8 \dots 16,6\%$	$\sigma = 0,5 \dots 20,4\%$	

**Заключение.** Проведена верификация расчетной модели ступени осевого компрессора К-50-1 в программном комплексе ANSYS CFX. Из анализа результатов, отображенных на графиках (см. рис. 2, 4) можно сделать следующие выводы.

1. Для получения оценочных результатов характеристик осевых компрессоров возможно использование  $(k-\varepsilon)$ -модели турбулентности с 250 000 ячеек на венец.

2. Наиболее точные показания выходных углов дает SST-модель турбулентности с пристеночной функцией Gamma Theta Model.

3. Наиболее точные результаты интегральных характеристик дает SST-модель турбулентности с пристеночной функцией Gamma Theta Model.

4. Уточненные результаты расчетов ступени рекомендуется получать на низкорейнольдсовых моделях турбулентности с более 500 000 ячеек на венец.

5. Время расчета ступени с использованием  $(k-\varepsilon)$ -модели турбулентности при том же количестве ячеек меньше на 40 % по сравнению с SST-моделью.

## ЛИТЕРАТУРА

1. *Аэродинамический расчет и оптимальное проектирование проточной части турбомашин* / А.В. Бойко, Ю.Н. Говорущенко, С.В. Ершов, А.В. Русанов, С.Д. Северин. Харьков: ХПИ, 2002. 356 с.

2. *Руководящие указания по аэродинамическому расчету проточной части осевых компрессоров. Ч. III. Атлас исходных ступеней / А.П. Гофлин, А.А. Канаев, В.П. Панцырный. Л.: ЦКТИ, 1957.*
3. *Моделирование продувок плоских компрессорных решеток профилей при низких числах Маха. Фундаментальные и прикладные проблемы науки. Т. 1 / Ю.М. Бродов, О.В. Комаров, В.А. Седунин, В.Л. Блинов, С.А. Серков // Материалы IX Междунар. симпозиума, посвященного 90-летию со дня рождения академика В.П. Макеева. М.: РАН, 2014. С. 86–92.*
4. *Белов И.А., Исаев С.А. Моделирование турбулентных течений. СПб.: Изд-во Балт. гос. техн. ун-та, 2001. 108 с.*
5. *Гофлин А.П. Аэродинамический расчет проточной части осевых компрессоров для стационарных установок. М.: Машгиз, 1959. 303 с.*
6. *Галеркин Ю.Б., Козаченко Л.И. Турбокомпрессоры. СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2008. 374 с.*

## REFERENCES

- [1] Boyko A.V., Govoruschchenko Yu.N., Ershov S.V., Rusanov A.V., Severin S.D. Aerodinamicheskii raschet i optimal'noe proektirovanie protochnoy chasti turbomashin [The Aerodynamic Analysis and Optimal Design of the Turbine Wheelspace]. Khar'kov, KhPI Publ., 2002, 356 p.
- [2] Gofflin A.P., Kanaev A.A., Pansyrnyy V.P. Rukovodyashchie ukazaniya po aerodinamicheskomu raschetu protochnoy chaste osevykh kompressorov. Ch. III. Atlas iskhodnykh stupeney [Guidelines for the Aerodynamic Analysis of the Axial Compressor Flowpaths. Part. III. Atlas of Initial Stages]. Leningrad, TSKTI Publ., 1957.
- [3] Brodov Yu.M., Komarov O.V., Sedunin V.A., Blinov V.L., Serkov S.A. Simulation of Purging the Flat Compressor Cascade Profiles at Low Mach Number. Fundamental and Applied Problems of Science. Vol. 1. *Mat. IX mezhdunar. Simp., posvyashchennogo 90-letiyu so dnya rozhdeniya akademika V.P. Makeeva* [Proceedings of the IX International Symposium dedicated to the 90th anniversary of academician V.P. Makeyev]. Moscow, Russ. Acad. of Sci., 2014, pp. 86–92 (in Russ.).
- [4] Belov I.A., Isaev S.A. Modelirovanie turbulentnykh techeniy [Simulation of Turbulent Flows]. St. Petersburg, Balt. Gos. Tekhn. Univ. Publ., 2001. 108 p.
- [5] Gofflin A.P., Aerodinamicheskii raschet protochnoy chaste osevykh kompressorov dlya statsionarnykh ustanovok [Aerodynamic Analysis of the Flowpaths of Axial Compressors for Stationary Installations]. Moscow, Mashgiz Publ., 1959. 303 p.
- [6] Galerkin Yu.B., Kozachenko L.I. Turbokompressory [Turbocompressors]. St. Petersburg, 2008. 374 p.

Статья поступила в редакцию 13.04.2015

Комаров Олег Вячеславович — канд. техн. наук, доцент кафедры “Турбины и двигатели” УрФУ имени первого Президента России Б.Н. Ельцина, Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б.Н. Ельцина, Российская Федерация, 620002, г. Екатеринбург, ул. С. Ковалевской, д. 5.

Komarov O.V. — Cand. Sci. (Eng.), Assoc. Professor of Turbines and Engines department, Ural Federal University, Ural Federal University, Sofiya Kovalevskaya ul. 5, Ekaterinburg, 620002 Russian Federation.

Седунин Вячеслав Алексеевич — канд. техн. наук, доцент кафедры “Турбины и двигатели” УрФУ имени первого Президента России Б.Н. Ельцина.

Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б.Н. Ельцина, Российская Федерация, 620002, г. Екатеринбург, ул. С. Ковалевской, д. 5.

Sedunin V.A. — Cand. Sci. (Eng.), Assoc. Professor of Turbines and Engines department, Ural Federal University.

Ural Federal University, Sofiya Kovalevskaya ul. 5, Ekaterinburg, 620002 Russian Federation.

Блинов Виталий Леонидович — аспирант кафедры “Турбины и двигатели” УрФУ имени первого Президента России Б.Н. Ельцина.

Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б.Н. Ельцина, Российская Федерация, 620002, г. Екатеринбург, ул. С. Ковалевской, д. 5.

Blinov V.L. — post-graduated student of Turbines and Engines department, Ural Federal University.

Ural Federal University, Sofiya Kovalevskaya ul. 5, Ekaterinburg, 620002 Russian Federation.

Серков Сергей Александрович — студент кафедры “Турбины и двигатели” УрФУ имени первого Президента России Б.Н. Ельцина.

Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б.Н. Ельцина, Российская Федерация, 620002, г. Екатеринбург, ул. С. Ковалевской, д. 5.

Serkov S.A. — student of Turbines and Engines department, Ural Federal University.

Ural Federal University, Sofiya Kovalevskaya ul. 5, Ekaterinburg, 620002 Russian Federation.

**Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:**

Комаров О.В., Седунин В.А., Блинов В.Л., Серков С.А. Верификация задачи численного моделирования течения воздуха в осевой компрессорной ступени // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2016. № 1. С. 54–67. DOI: 10.18698/0236-3941-2016-1-54-67

**Please cite this article in English as:**

Komarov O.V., Sedunin V.A., Blinov V.L., Serkov S.A. Verification of numerical simulation of air flow in axial compressor stage. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Bauman, Mashinotr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2016, no. 1, pp. 54–67. DOI: 10.18698/0236-3941-2016-1-54-67